مجله کنترل
ISSN (print) 2008-8345
ISSN (online) 2538-3752
مقاله پژوهشی
جلد ۱۸، شماره ۴، زمستان ۱۴۰۳، صفحه ۹۳-۷۹

طراحی و پیاده‌سازی سخت‌افزاری اتوپایلوت مبتنی بر رویتگر مد لغزشی توسعه‌یافته زمان‌گسسته برای کانال چرخ موشک در حضور اغتشاش خارجی

مهسا جواهری پور[۱]، سعید نصرالله‌ی[۲]

[۱] دانشجوی دکتری مهندسی برق گرایش کنترل، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،تهران، ایران،mahsajavaheripour001437@gmail.com

[۲] استادیار، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،تهران، ایران nasrollahi@mut.ac.ir

دریافت: ۱۴۰۳/۰۶/۰۵ ویرایش: ۱۴۰۳/۰۹/۱۰ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۰۸

چکیده: هدف در این مقاله، طراحی اتوپایلوت دوحلقه‌ای در حضور اغتشاش خارجی برای کنترل کانال چرخ موشک می‌باشد. در شرایطی که اغتشاش خارجی به سیستم وارد گردد، با توجه به دامنه و فرکانس آن، خروجی سیستم تحت تاثیر قرار گرفته و علاوه بر کاهش دقت ردیابی ورودی، ممکن است منجر به ناپایداری گردد. بنابراین در این مقاله برای بهبود پاسخ خروجی سیستم در حضور اغتشاش خارجی، رویت‌گر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته طراحی می‌گردد. رویت‌گرهای زمان‌پیوسته علی رغم این‌که با سرعت بالایی قادر به تخمین متغیرهای حالت و اغتشاش می‌باشند، پیاده‌سازی آن‌ها در پردازنده‌ها دارای چالش‌هایی از قبیل انتخاب زمان نمونه‌برداری و نیاز به تنظیم مجدد بهره‌های رویت‌گر است. بنابراین، بهتر است رویت‌گر از ابتدا به صورت زمان‌گسسته طراحی گردد تا مسائل پیاده‌سازی آن از مرحله طراحی به‌صورت تحلیلی در نظر گرفته شده و در شبیه‌سازی‌های کامپیوتری نیز بررسی گردد. پایداری رویت‌گر پیشنهادی پس از طراحی به صورت تحلیلی بررسی شده و ارزیابی آن درحلقه کنترل با انجام شبیه‌سازی صورت می‌پذیرد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که رویت‌گر طراحی شده با دقت و سرعت بالایی اغتشاش را تخمین زده و با استفاده از نتیجه تخمین در سیگنال کنترلی محاسبه شده توسط اتوپایلوت، زاویه چرخ موشک به‌خوبی کنترل شده و فرمان ورودی به حلقه اتوپایلوت را دنبال می‌کند. در انتهای مقاله نیز آزمون پردازنده در حلقه[۱] برای ارزیابی بهتر عملکرد اتوپایلوت پیشنهادی در شرایط ملموس فیزیکی اجرا شده و نتایج آن ارائه گردیده است.

کلمات کلیدی: اتوپایلوت کانال چرخ – رویت‌گر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته – اغتشاش خارجی – آزمون پردازنده در حلقه

Design and Hardware Implementation of Autopilot Based on Discrete Time Sliding Mode Extended State Observer for Roll Channel of Missile in the Presence of External Disturbance

Mahsa Javaheripour, Saeed Nasrollahi

Abstract: In this paper, a two-loop autopilot in the presence of external disturbance is designed to control the roll channel of missile. If an external disturbance applied to the system, according to its amplitude and frequency, the output of the system is affected and in addition to reducing the accuracy of input tracking, it may lead to instability. So in this paper, a discrete time sliding mode extended state observer is designed to improve the response of the system in the presence of external disturbance. Despite the fact that continuous-time observers are able to estimate states and disturbance at short time, their implementation in processors has challenges such as reset the observer gains and choosing the sampling time. Therefore, it is better to design the observer in discrete time type so that its implementation issues are considered analytically from the design process and are also examined in computer simulations. After the design, the stability of the proposed observer is checked and evaluated in the control loop by simulation. The simulation results show that the designed observer has estimated

[1] Processor In the Loop (PIL)

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

the disturbance with high speed and accuracy. By using the estimation result in the control signal calculated by the autopilot, the roll angle of missile is controlled and tracked the command input of autopilot loop. At the end, the processor in the loop test has been performed to better evaluate the performance of the autopilot in physical conditions and its results have been presented.

Keywords: Roll channel autopilot- Discrete time sliding mode extended state observer- External disturbance- Processor in the loop test.

۱- مقدمه

کنترل کانال چرخ موشک، از جمله مسائلی است که همواره از اهمیت بالایی برخوردار بوده و عدم کنترل صحیح این کانال موجب وقوع مشکلاتی می‌گردد. یکی از این موارد، وقوع خطا در اجرا شدن دستورات هدایت فرمانی است. در سیستم هدایت فرمانی، فرامین هدایت در خارج از موشک محاسبه شده و توسط امواج رادیویی و یا سیم به آن منتقل می‌شوند. برای این‌که فرامین ارسال شده به‌درستی اجرا شوند، لازم است که زاویه چرخ موشک کنترل شود. زیرا فرامین هدایت بر اساس زاویه چرخ مورد نظر تولید می‌شوند. بنابراین در صورتی‌که کانال چرخ موشک کنترل نشود، فرامین هدایت در کانال اشتباه اجرا شده و موشک به هدف اصابت نخواهد کرد. هم‌چنین کنترل نشدن کانال چرخ موشک، می‌تواند موجب وقوع مشکلاتی برای سیکر نیز بشود. به‌عنوان نمونه در صورتی‌که سیکر از نوع تصویری باشد، کنترل نشدن کانال چرخ موجب می‌شود تا عمل پردازش تصویر در سیکر به‌درستی انجام نشود. هم‌چنین در صورتی‌که سرعت زاویه‌ای حول این کانال کنترل نشود و از مقداری بیشتر شود، باعث شکستن قفل سیکر می‌شود.

با بیان موارد ذکر شده، مشخص شد که کنترل کانال چرخ موشک تا چه اندازه مهم است. در مراجع گوناگون به تئوری‌های مختلفی برای انجام این کار اشاره شده است. در مرجع [۱] کانال چرخ موشک با استفاده از تئوری خطی‌سازی مسیر[1] کنترل شده است. در مرجع [۲] کنترل‌کننده مقاوم مبتنی بر H_∞ برای کنترل کانال چرخ به‌صورت یکپارچه طراحی گردیده است. در مرجع [۳] کنترل‌کننده مقاوم مبتنی بر مدلغزشی برای شرایطی که فشار دینامیکی ثابت نیست، طراحی گردیده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که کنترل‌کننده طراحی شده قادر است که در شرایط بیان شده، زاویه چرخ را نزدیک به صفر نگه دارد. از آن‌جایی که توانایی کنترل‌کننده PID برای کنترل کانال چرخ در شرایطی که ضرایب آیرودینامیکی محدوده تغییرات نسبتا بزرگی داشته باشد، در مرجع [۴] از کنترل‌کننده فازی برای تصحیح بهره‌های PID به‌صورت آنلاین استفاده شده است.

در صورت وارد شدن اغتشاش خارجی به سیستم، عملکرد اتوپایلوت در کنترل زاویه چرخ دچار تضعیف می‌گردد. در مرجع [۵] کنترل‌کننده مبتنی بر رد اغتشاش فعال[2] برای کانال چرخ در حضور اغتشاش خارجی طراحی شده است. روش دیگر برای از بین بردن اثر اغتشاش، تخمین آن توسط رویت‌گر می‌باشد. به‌دلیل این‌که اغتشاش جزو متغیرهای حالت سیستم نمی‌باشد، فلذا می‌بایست توسط رویت‌گرهای توسعه یافته تخمین زده شود. در مراجع گوناگونی به کاربردهای رویت‌گر توسعه‌یافته در تخمین متغیرها و نامعینی‌ها اشاره شده است. برای نمونه، در [۶] برای تخمین نامعینی‌ها و اغتشاشات و در [۷] برای تخمین حالت‌های نامعلوم سیستم از رویت‌گر توسعه یافته استفاده شده است. در مرجع [۸]، یک رویت‌گر توسعه‌یافته برای ردیابی خروجی یک کلاس از سیستم‌های چند ورودی- چند خروجی با عدم قطعیت ناسازگار توسعه داده شده است که می‌تواند هم حالت‌های سیستم و هم عدم قطعیت را تخمین بزند. در مراجع [۹،۱۰] از رویت‌گر توسعه‌یافته برای تخمین مانورهای هدف استفاده گردیده است. در مراجع [۱۱]، [۱۲] و [۱۳] از یک رویت‌گر خطی توسعه یافته برای تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم استفاده شده و از نتیجه تخمین، برای طراحی اتوپایلوت موشک استفاده شده است. هم‌چنین در مرجع [۱۴] از رویت‌گر برای تخمین اغتشاش و طراحی اتوپایلوت در هر سه کانال یک موشک استفاده گردیده است. در مرجع [۱۵] رویت‌گر توسعه یافته برای تخمین اغتشاش و پارامترهای نامعین طراحی شده است. در مرجع [۱۶] نیز کنترل‌کننده PID فازی مبتنی بر رویت‌گر اغتشاش طراحی گردیده است. در مرجع [۱۷] یک قانون هدایت مبتنی بر رویت‌گر غیرخطی توسعه‌یافته برای یک رهگیر با جستجوگر چسبیده به بدنه ارائه شده است. زمانی‌که هدف توسط جستجوگر شناسایی می‌شود، نرخ چرخش خط دید، توسط رویت‌گر مذکور تخمین زده می‌شود. در مرجع [۱۸] رویتگر مدلغزشی توسعه‌یافته برای تخمین مانور هدف در راستای عمود بر خط دید در حضور نامعینی‌ها مورد استفاده قرار گرفته است. در مرجع [۱۹]، کنترل‌کننده مدلغزشی و در مرجع [۲۰] کنترل‌کننده مد لغزشی انتگرالی مبتنی بر رویت‌گر غیرخطی برای کنترل کانال طولی موشک در حضور اغتشاش خارجی و ضرایب آیرودینامیکی مشخص طراحی شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که کنترل‌کننده طراحی شده، فرمان‌های ورودی را با کارایی و مقاومت بهتری نسبت به کنترل‌کننده مد لغزشی معمولی را ردیابی می‌کند.

در مسئله پیاده‌سازی رویت‌گرها بر روی پردازنده، رویت‌گرهای زمان‌گسسته[3] نسبت رویت‌گرهای زمان‌پیوسته دارای مزیت‌هایی می‌باشند.

[1] Trajectory Linearization
[2] Active Disturbance Rejection
[3] Discrete Time Observer

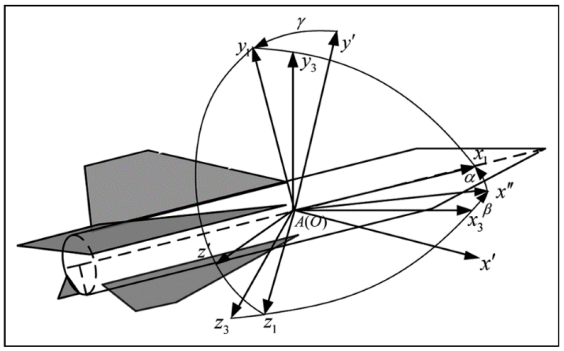
[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

یکی از این مزیت‌ها این است که در طراحی رویت‌گرهای زمان‌گسسته انتخاب زمان نمونه‌برداری از ابتدای مرحله طراحی در نظر گرفته می‌شود که این‌کار موجب ساده‌تر شدن مسائل مربوط به پیاده‌سازی می‌شود. طراحی رویت‌گر زمان‌گسسته در سال‌های اخیر مورد توجه محققین قرار گرفته است. مرجع [۲۱]، یک روش برای طراحی رویت‌گر برای سیستم‌های خطی زمان‌گسسته با اغتشاش ناشناخته اما محدود، پیشنهاد می‌کند. در مرجع [۲۲]، یک رویت‌گر اغتشاش مبتنی بر خروجی برای یک کلاس از سیستم‌های خطی زمان‌گسسته ارائه شده است. در [۲۳] طراحی رویت‌گر برای سیستم‌های غیرخطی در دو رویکرد مورد بررسی قرار گرفته است. در یک رویکرد براساس مدل تقریبی پلنت که به‌صورت زمان‌گسسته می‌باشد انجام شده و در رویکرد دوم رویت‌گر ابتدا بر اساس مدل زمان‌پیوسته پلنت طراحی شده و سپس به‌منظور پیاده‌سازی، گسسته شده است. در مرجع [۲۴] نیز طراحی رویت‌گر مدلغزشی زمان‌گسسته با مرتبه دلخواه برای سیستم‌های غیرخطی ارائه شده است. هم‌چنین در مرجع [۲۵] نیز از رویت‌گر مدلغزشی زمان گسسته برای تخمین حالت‌های هدف مانوردار استفاده شده است. در مرجع [۲۶]، عملکرد رویت‌گر خطی توسعه یافته زمان‌گسسته را برای یک سیستم غیرخطی زمان‌گسسته با عدم قطعیت، مورد ارزیابی قرار می‌دهد. از آنجا که عملکرد این رویت‌گر متاثر از انتخاب بهره می‌باشد، هدف این این مرجع، تجزیه و تحلیل رفتار خطای رویت زمانی‌که بهره از صفر تا بینهایت متغیر است، می‌باشد. همچنین در این مرجع نشان داده شده است که برای رویت‌گر نشان داده‌شده، یک آستانه مشخصی وجود دارد که اگر بهره کوچک‌تر از این آستانه باشد، خطای رویت نامحدود خواهد بود.

در این مقاله، اتوپایلوت مبتنی بر رویت‌گر برای کانال چرخ موشک طراحی می‌گردد. در بخش دوم، معادلات دینامیکی موشک بیان شده توابع تبدیل مورد نیاز برای طراحی اتوپایلوت در هفت نقطه کار استخراج می‌شوند. در بخش سوم، اتوپایلوت با معماری دو حلقه‌ای طراحی شده و بهره‌های کنترلی در هر نقطه کار محاسبه می‌گردند. سپس از روش درون‌یابی بهره برای به‌دست آوردن بهره‌ها در هر لحظه از زمان پرواز استفاده می‌شود. در بخش چهارم، رویت‌گر مد لغزشی توسعه‌یافته زمان‌گسسته برای کاهش اثر اغتشاشات خارجی بر خروجی سیستم طراحی شده و پایداری آن نیز به اثبات می‌رسد. سپس صحت عملکرد رویت‌گر در تخمین نامعینی بررسی شده و با اعمال نتیجه تخمین در حلقه اتوپایلوت، مشاهده می‌گردد که عملکرد اتوپایلوت طراحی شده در کنترل کانال چرخ موشک به‌طور چشمگیری بهبود می‌یابد. در بخش پنجم نیز نتایج پیاده‌سازی بر روی پردازنده نمایش داده شده و خروجی پردازنده با نتایج حاصل از شبیه‌سازی مقایسه می‌گردد و بدین ترتیب، کارایی اتوپایلوت طراحی شده در عمل نیز مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

۲- مدل دینامیکی موشک

در شکل (۱)، شماتیک موشک مشاهده می‌گردد:



شکل (۱): شماتیک موشک[۲۷]

در این شکل، x', y', z' بیانگر دستگاه اینرسی، x_1, y_1, z_1 بیانگر دستگاه بدنی و x_3, y_3, z_3 بیان‌گر دستگاه سرعتی می‌باشد. هم‌چنین، γ برابر زاویه چرخ، α برابر زوایه حمله و β نیز برابر زاویه سرش جانبی می‌باشد. معادلات دینامیکی موشک در کانال چرخ در رابطه (۱) بیان شده است [۲۸] و [۲۹]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -c_2 \\ 0 \end{bmatrix} \cdot (\delta_x + d_x)$$
$$y_3 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \gamma \end{bmatrix} \quad (۱)$$

عناوین نمادهای به‌کار رفته در رابطه (۱) به‌صورت زیر می‌باشد:

جدول ۱: عناوین نمادهای به‌کار رفته در رابطه (۱)

نماد	عنوان
γ	زاویه چرخ (متغیر حالت و خروجی کانال چرخ)
ω_x	نرخ چرخ (متغیر حالت)
$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix}$	بردار متغیرهای حالت کانال چرخ
δ_x	زاویه بالک کانال چرخ (ورودی)
d_x	اغتشاش خارجی وارد شده به کانال چرخ
c_1, c_2	ضرایب آیرودینامیکی موشک

معادلات دینامیکی موشک در کانال فراز در رابطه (۲) بیان شده است [۲۸] و [۲۹]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_z \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(a_1 + e_1) & e_1 a_4 - a_2 \\ 1 & -a_4 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_z \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -e_1 a_5 - a_3 \\ -a_5 \end{bmatrix} \cdot (\delta_z + d_z) + \begin{bmatrix} \frac{e_1}{57.3} \omega_x \beta + \frac{J_x - J_y}{57.3 J_z} \omega_x \omega_y \\ -\frac{1}{57.3} \omega_x \beta \end{bmatrix}$$
$$y_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_z \\ \alpha \end{bmatrix} \quad (۲)$$

عناوین نمادهای به‌کار رفته در رابطه (۲) به‌صورت زیر می‌باشد:

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

جدول ۲: عناوین نمادهای به‌کار رفته در رابطه (۲)

نماد	عنوان
α	زاویه حمله (متغیر حالت و خروجی کانال فراز)
β	زاویه سرش جانبی (خروجی کانال سمت)
ω_x	نرخ چرخ
ω_y	نرخ سمت
ω_z	نرخ فراز (متغیر حالت)
$\begin{bmatrix}\dot{\omega}_z\\ \dot{\alpha}\end{bmatrix}$	بردار متغیرهای حالت کانال فراز
δ_z	زاویه بالک کانال فراز (ورودی)
d_z	اغتشاش خارجی وارد شده به کانال فراز
J_x	ممان اینرسی چرخ
J_y	ممان اینرسی سمت
J_z	ممان اینرسی فراز
a_i, e_1	ضرایب آیرودینامیکی موشک

معادلات دینامیکی موشک در کانال سمت در رابطه (۳) بیان شده است [۲۸] و [۲۹]:

$$\begin{bmatrix}\dot{\omega}_y\\ \dot{\beta}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-(b_1+e_2) & e_2b_4-b_2\\ 1 & -b_4\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\omega_y\\ \beta\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-e_2b_5-b_3\\ -b_5\end{bmatrix}\cdot(\delta_y+d_y)+\begin{bmatrix}\frac{e_2}{57.3}\omega_x\alpha+\frac{J_z-J_x}{57.3J_y}\omega_x\omega_z\\ +\frac{1}{57.3}\omega_x\alpha\end{bmatrix}$$
$$y_1=\begin{bmatrix}0 & 1\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\omega_y\\ \beta\end{bmatrix} \qquad (۳)$$

عناوین نمادهای به‌کار رفته در رابطه (۳) به‌صورت زیر می‌باشد:

جدول ۳: عناوین نمادهای به‌کار رفته در رابطه (۳)

نماد	عنوان
α	زاویه حمله (خروجی کانال فراز)
β	زاویه سرش جانبی (متغیر حالت و خروجی کانال سمت)
ω_x	نرخ چرخ
ω_y	نرخ سمت (متغیر حالت)
ω_z	نرخ فراز
$\begin{bmatrix}\dot{\omega}_y\\ \dot{\beta}\end{bmatrix}$	بردار متغیرهای حالت کانال سمت
δ_y	زاویه بالک کانال سمت (ورودی)
d_y	اغتشاش خارجی وارد شده به کانال سمت
J_x	ممان اینرسی چرخ
J_y	ممان اینرسی سمت
J_z	ممان اینرسی فراز
b_i, e_2	ضرایب آیرودینامیکی موشک

به‌دلیل اینکه ضرایب آیرودینامیکی موشک به طور مداوم در طول پرواز و با توجه به شرایط پروازی مختلف تغییر می‌کنند و مدل دینامیکی موشک متغیر با زمان است، بنابراین ۷ نقطه کار برای مدل مورد نظر تعیین شده که مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در نقاط کار ذکر شده در جدول (۴) مشاهده می‌گردد.

جدول ۴: مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در نقاط کاری مختلف [۲۷]

	t1 = 4.4s	t2 = 11.7s	t3 = 19.5s	t4 = 23s	t5 = 28s	t6 = 35s	t7 = 40s
a_1	۱,۵۹۳	۱,۴۸۵	۱,۲۶۹	۱,۱۳	۰,۸۹۶	۰,۵۵۹	۰,۳۹۸
a_2	۲۶۰,۵۵۹	۲۶۶,۴۱۵	۱۹۶,۷۳۷	۱۳۷,۳۸۵	۱۲۹,۲۰۱	۶۶,۳۳۸	۵۱,۰۰۳
a_3	۱۸۵,۴۸۸	۱۸۲,۵۳۲	۱۷۶,۹۳۲	۱۶۰,۸۹۴	۱۳۸,۵۹۱	۷۸,۴۰۴	۵۳,۸۴۰
a_4	۱,۵۰۶	۱,۲۹۵	۱,۱۶۹	۱,۱۳	۱,۰۶۱	۰,۵۹۹	۰,۴۲۱
a_5	۰,۲۹۸	۰,۲۴۳	۰,۲۱۷	۰,۱۹۱	۰,۱۶۵	۰,۱۰۵	۰,۰۷۸
b_1	۱,۶۵۵	۱,۵۰۲	۱,۲۶۹	۱,۱۳	۱,۰۶۱	۰,۵۹۹	۰,۳۹۸
b_2	۳۹,۹۸۸	۲۴,۶۲−۷	۳۱,۴۵−۲	۴۱,۴۲−۵	۶۸,۱۶−۵	۲۱,۴۴−۸	۹,۶۳−۵
b_3	۱۵۹,۹۷۴	۱۷۰,۵۳۲	۱۸۲,۰۳	۱۸۴,۰۹۳	۱۵۴,۶۰۸	۸۹,۸۵۳	۵۹,۵۸۷
b_4	۰,۷۷۱	۰,۶۵۲	۰,۶۸	۰,۶۹۱	۰,۷۰۹	۰,۳۶	۰,۲۴۳
b_5	۰,۲۵۴	۰,۱۹۱	۰,۱۸۸	۰,۱۸۲	۰,۱۶۲	۰,۱۰۲	۰,۰۷۲
c_1	۱,۲۶۴	۱,۶	۱,۶۳۶	۱,۶۳۵	۱,۶۰۷	۰,۹۳۶	۰,۶۴۴
c_2	۱۷۸۷۰۴۸.	۱۸۳۲.۰۶۷	۲۱۲۸.۸۷۷	۲۲۳۱.۹۸۵	۳۰۴۵.۲۹۲	۱۳۲۹.۴۸۱	۸۱۸.۷۰۶
e_1	۰,۲۸۵	۰,۱۹۲	۰,۱۴۷	۰,۱۱۸	۰,۰۶۹	۰,۰۵۵	۰,۰۴۳
e_2	۰,۲۹۵	۰,۱۹۵	۰,۱۴۷	۰,۱۱۸	۰,۰۶۹	۰,۰۵۵	۰,۰۴۳

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

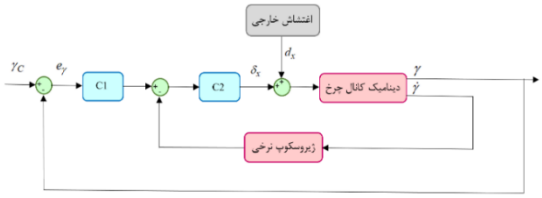
با توجه به ضرایب آیرودینامیکی نمایش داده شده در جدول (۴)، توابع تبدیل کانال‌های چرخ، فراز و سمت به‌صورت زیر و با صرف نظر از تداخل بین کانال‌ها محاسبه می‌گردند: ($G_x(s)$، $G_y(s)$ و $G_z(s)$ به‌ترتیب بیان‌گر توابع تبدیل کانال‌های چرخ، سمت و فراز می‌باشند.)

جدول (۵): توابع تبدیل کانال‌های چرخ، سمت و فراز در نقاط کاری مختلف [۲۷]

	$G_x(s)$	$G_y(s)$	$G_z(s)$
t1 = 4.4s	$\frac{-1787.048}{s^2+1.264s}$	$\frac{-0.254s-160.4}{s^2+2.721s+41.26}$	$\frac{-0.298s-186.1}{s^2+3.384s+263}$
t2 = 11.7s	$\frac{-1832.067}{s^2+1.6s}$	$\frac{-0.1915s-170.8}{s^2+2.349s-23.65}$	$\frac{-0.243s-183}{s^2+2.972s-268.3}$
t3 = 19.5s	$\frac{-2128.877}{s^2+1.636s}$	$\frac{-0.188s-182.3}{s^2+2.096s-30.59}$	$\frac{-0.217s-177.3}{s^2+2.585s+198.2}$
t4 = 23s	$\frac{-2231.985}{s^2+1.635s}$	$\frac{-0.182s-184.3}{s^2+1.939s-40.64}$	$\frac{-0.191s-161.2}{s^2+2.378s-138.7}$
t5 = 28s	$\frac{-3045.292}{s^2+1.607s}$	$\frac{-0.162s-154.8}{s^2+1.839s-67.41}$	$\frac{-0.165s-138.8}{s^2+2.026s+130.2}$
t6 = 35s	$\frac{-1329.481}{s^2+0.936s}$	$\frac{-0.102s-89.91}{s^2+1.014s-21.23}$	$\frac{-0.105s-78.47}{s^2+1.213s+66.67}$
t7 = 40s	$\frac{-818.706}{s^2+0.644s}$	$\frac{-0.072s-59.62}{s^2+0.684s-9.538}$	$\frac{-0.078s-53.88}{s^2+0.862s+51.17}$

۳- طراحی اتوپایلوت

معماری اتوپایلوت برای کانال چرخ موشک به‌صورت زیر درنظر گرفته شده است:



شکل (۲): معماری کنترل‌کننده برای کانال چرخ موشک

در این معماری، دو رویکرد می‌تواند درنظر گرفته شود:

رویکرد اول: درصورتیکه اغتشاش خارجی مقداری ثابت داشته باشد، کنترل‌کننده حلقه داخلی از نوع PI و کنترل‌کننده حلقه خارجی از نوع P باشد.

رویکرد دوم: درصورتیکه اغتشاش خارجی مقداری متغیر با زمان داشته باشد، کنترل‌کننده حلقه داخلی و خارجی از نوع P باشد.

از آن‌جایی که در این مقاله فرض می‌شود که مقدار اغتشاش با گذشت زمان تغییر می‌کند و مقدار ثابتی ندارد، فلذا رویکرد دوم برای طراحی اتوپایلوت انتخاب می‌شود. زیرا در مواجه با اغتشاشات متغیر با زمان، رویکرد دوم در رد اغتشاش از عملکرد بهتری بر خوردار می‌باشد. حال، اتوپایلوت باید به‌نحوی طراحی گردد که شرایط زیر برقرار شوند:

جدول (۶): شرایط مد نظر در طراحی اتوپایلوت

زمان نشست	$\prec 0.3s$
بالازدگی	$\prec 5\%$
حاشیه بهره	$\succ 5db$
حاشیه فاز	$\succ 30^\circ$

برای طراحی اتوپایلوت در قدم اول، بایستی تابع تبدیل حلقه در حضور کنترل‌کننده باتوجه به معماری مورد استفاده محاسبه شود. با درنظر گرفتن $C_1 = K_1$ و $C_2 = K_2$ می‌توان نوشت:

$$G_{Loop}(s) = (K_1K_2\frac{K_{DC}s}{s^2+as}\times\frac{1}{s}) + K_2\frac{K_{DC}s}{s^2+as} \quad (۴)$$
$$= K_2\frac{K_{DC}s}{s^2+as}(\frac{K_1}{s}+1)$$

بنابراین:

$$G_{Loop}(s) = (K_1K_2\frac{K_{DC}s}{s^2+as}\times\frac{1}{s}) + K_2\frac{K_{DC}s}{s^2+as} \quad (۵)$$

با ساده‌سازی رابطه به‌دست آمده، فرم کلی تابع تبدیل حلقه به‌صورت زیر نوشته می‌شود:

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

$$G_{Loop}(s) = K_2(K_1 + s)(\frac{K_{DC}}{s^2 + as}) \quad (۶)$$

با توجه به جدول (۶)، محل قطب‌های مطلوب حلقه بسته باید به‌نحوی انتخاب گردند که این شرایط محقق شوند. به‌عبارت دیگر، کنترل‌کننده باید طوری طراحی گردد که قطب‌های حلقه بسته سیستم در محل تعیین شده قرار گیرند. بنابراین محل قطب‌های مطلوب حلقه بسته به‌صورت زیر تعیین می‌شوند:

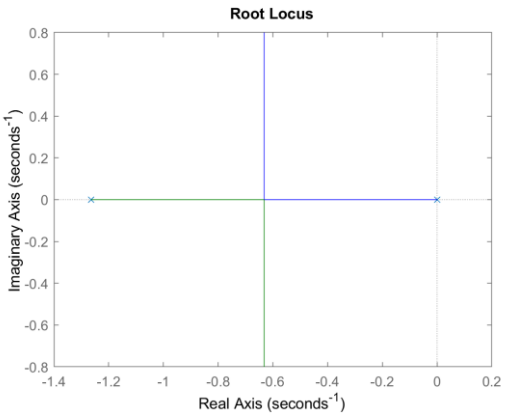
$$s_1, s_2 = -14 \pm 14.28j \quad (۷)$$

تابع تبدیل حلقه باز سیستم در حضور کنترل‌کننده در اولین نقطه کار (ثانیه ۴,۴) مطابق زیر نوشته می‌شود:

$$G_{Loop}(s) = K_2(K_1 + s)(\frac{-1787.048}{s^2 + 1.264s}) = G_c(s)(\frac{-1787.048}{s^2 + 1.264s}) \quad (۸)$$

با توجه به منفی بودن K_{DC}، برای سهولت در طراحی کنترل کننده این مقدار مثبت در نظر گرفته شده و درنهایت بهره کنترلی محاسبه شده در منفی ضرب خواهد شد.

شکل (۳)، نشان دهنده نمودار مکان ریشه سیستم حلقه باز می‌باشد:



شکل (۳): نمودار مکان ریشه سیستم حلقه باز

همان‌گونه که در شکل (۳) مشاهده می‌گردد، نمودار مکان ریشه سیستم حلقه باز از قطب‌های مطلوب حلقه بسته عبور نمی‌کند. برای عبور نمودار از نقاط مطلوب، لازم است فاز سیستم افزایش یابد که این کار را می‌توان با اضافه کردن یک صفر به سیستم انجام داد. حال برای این‌که بدانیم فاز سیستم بایستی چه‌مقدار افزایش یابد تا مکان ریشه سیستم از محل قطب‌های مطلوب حلقه بسته عبور کند و مکان صفر در کجا واقع شود، لازم است فاز سیستم در نقاط مطلوب محاسبه گردد:

$$\begin{cases} \theta_1 = 180 - \tan^{-1}(\frac{14.28}{14}) = 134.43^\circ \\ \theta_2 = 180 - \tan^{-1}(\frac{14.28}{14 - 1.264}) = 131.72^\circ \end{cases} \quad (۹)$$

$$\rightarrow Phase = 0 - (134.43 + 131.72) = -266.15$$

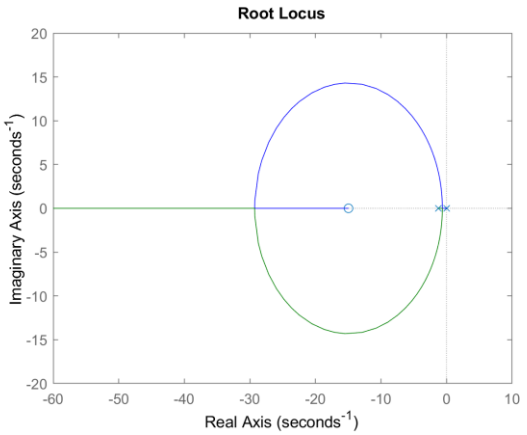
بنابراین، لازم است فاز سیستم در نقاط مشخص شده به اندازه ۸۶/۱۵ درجه افزایش یابد. فلذا:

$$86.15 = \tan^{-1}(\frac{14.28}{x}) \quad \rightarrow x=0.96 \quad (۱۰)$$

درنتیجه، صفر باید در نقطه $\sigma = -14.96$ واقع شود. بنابراین با توجه به رابطه (۹) می‌توان نوشت:

$$G_c(s) = K_2(K_1 + s) \rightarrow K_1 = 14.96 \quad (۱۱)$$

حال با اضافه کردن صفر به تابع تبدیل سیستم، مجددا مکان ریشه سیستم حلقه باز ترسیم می‌گردد:



شکل (۴): نمودار مکان ریشه سیستم حلقه باز در حضور صفر

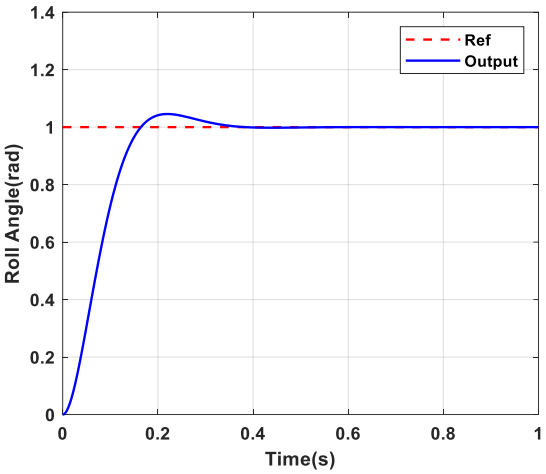
با توجه به شکل (۴)، درصورتی‌که بهره K_2 برابر ۰/۰۱۵ انتخاب گردد، قطب‌های حلقه بسته در نقاط مطلوب محاسبه شده قرار خواهند گرفت و شرایط تعیین شده در جدول (۶) محقق خواهند شد.

بنابراین، کنترل‌کننده به‌صورت زیر طراحی می‌گردد:

$$G_c(s) = K_2(K_1 + s) = 0.015(14.96 + s) \quad (۱۲)$$

حال، نتایج شبیه‌سازی در حضور کنترل‌کننده طراحی شده بررسی می‌گردد. در شبیه‌سازی نیز مدل عملگر برابر تابع تبدیل مرتبه اول $\frac{1}{0.001s+1}$ درنظر گرفته شده است.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]



شکل (۵): پاسخ سیستم حلقه بسته

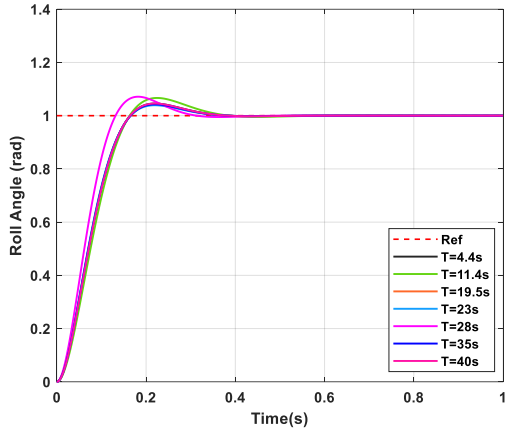
همان‌گونه که مشاهده می‌گردد، با اعمال کنترل‌کننده طراحی شده به سیستم شرایط مد نظر محقق شده و خروجی به‌خوبی ورودی را دنبال می‌کند.

مشابه نقطه کار اول، برای نقاط کاری دیگر نیز مقادیر K_1 و K_2 محاسبه شده و در جدول (۷) نمایش داده شده است.

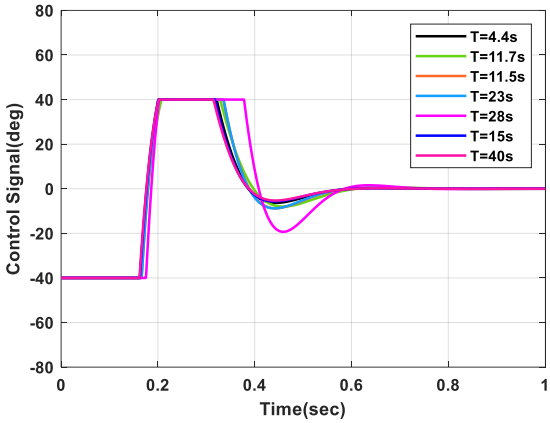
جدول (۷): بهره‌های اتوپایلوت طراحی شده

	K_1	K_2
$t_1 = 4.4s$	۱۴/۹۶	-۰/۰۱۵
$t_2 = 11.7s$	۱۵/۵	-۰/۰۱۲۳
$t_3 = 19.5s$	۱۵/۷	-۰/۰۱۲۸
$t_4 = 23s$	۱۵/۷	-۰/۰۱۲۵
$t_5 = 28s$	۱۸/۵۴	-۰/۰۰۹
$t_6 = 35s$	۱۴/۷۷	-۰/۰۲۰۹
$t_7 = 40s$	۱۴/۶۲	-۰/۰۳۳۵

در شکل (۶)، خروجی سیستم حلقه بسته در تمامی نقاط کار در حضور کنترل‌کننده‌های طراحی شده و هم‌چنین سیگنال‌های کنترلی تولید شده با اعمال اشباع ۴۰ درجه برای عملگر رسم گردیده و مشاهده می‌گردد که خروجی در نقاط مختلف دارای زمان نشست کمتر از ۰٫۳ ثانیه و بالازدگی کمتر از ۵ درصد بوده و حاشیه فاز و حاشیه بهره نیز مطابق شرایط تعیین شده می‌باشد. لازم به ذکر است که مقدار اشباع عملگر کمتر از ۳۵ درجه مطلوب نمی‌باشد.



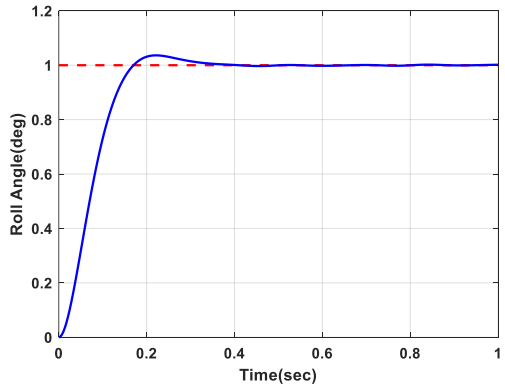
(الف)



(ب)

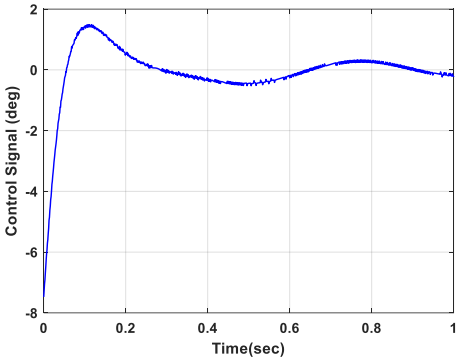
شکل (۶): (الف) خروجی سیستم کنترل شده در تمامی نقاط کار و (ب) سیگنال‌های کنترلی

لازم به ذکر است که سیگنال‌های کنترلی رسم شده در شکل (۶) مربوط به شرایطی است که زاویه رول مرجع (ورودی حلقه اتوپایلوت) برابر با ۱ رادیان می‌باشد. درصورتی‌که این زاویه برابر با ۱ درجه باشد، زاویه رول موشک و سیگنال کنترلی برای نقطه کار اول به‌صورت زیر می‌باشد:



(الف)

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]



(ب)

شکل (۷): (الف) خروجی سیستم کنترل شده و (ب) سیگنال کنترلی با زاویه رول مرجع ۱ درجه

٤- رویت‌گر مد لغزشی توسعه‌یافته زمان‌گسسته

٤-١- اصول طراحی و اثبات پایداری

سیستم زیر مفروض است:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x) + u \\ y = x_1 + \eta_d \end{cases} \quad (۱۳)$$

x_1, x_2 متغیرهای حالت سیستم، y خروجی سیستم و η_d نویز اندازه‌گیری می‌باشد. تابع $f(x)$ نیز تابعی غیرخطی و نامعین متشکل از حالت‌های سیستم می‌باشد. به‌دلیل اینکه رویت‌گر حالت قادر به تخمین این تابع نمی‌باشد و تنها حالت‌های سیستم را تخمین می‌زند، بنابراین برای تخمین نامعینی رویت‌گر حالت باید به رویت‌گر توسعه‌یافته تبدیل شود. به‌منظور طراحی رویت‌گر توسعه‌یافته، $f(x)$ برابر با d قرار داده شده و به‌عنوان متغیر حالت جدید به معادلات فضای حالت اضافه می‌شود. هم‌چنین فرض می‌شود که مشتق اول نامعینی (h) موجود و کران بالای آن مشخص است. در این‌حالت، سیستم به‌صورت رابطه (۱۴) بازنویسی می‌شود:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x) + u = d + u = x_3 + u \\ \dot{x}_3 = h \\ y = x_1 + \eta_d \end{cases} \quad (۱۴)$$

فرم زمان گسسته سیستم (۱۴) معادل رابطه (۱۵) می‌باشد:

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + Tx_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + T(f(x(k)) + u(k)) = x_2(k) + T(x_3(k) + u(k)) \\ x_3(k+1) = x_3(k) + Th(k) \\ y(k) = x_1(k) + \eta_d(k) \end{cases} \quad (۱۵)$$

بنابراین، معادلات فضای حالت جدید به‌صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{cases} x(k+1) = A'x(k) + B'u(k) + E'h(k) \\ y'(k) = C'x(k) + \eta_d(k) \end{cases}$$

$$A' = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B' = \begin{bmatrix} 0 \\ T \\ 0 \end{bmatrix}, \quad E' = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix}, \quad C' = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۶)$$

برای سیستم (۱۶) رویت‌گر توسعه‌یافته به‌صورت زیر پیشنهاد می‌شود:

$$\begin{cases} \hat{x}(k+1) = A'\hat{x}(k) + B'u(k) + L(y'(k) - \hat{y}'(k)) + \beta'(k) \\ \hat{y}'(k) = C'\hat{x}(k) \end{cases} \quad (۱۷)$$

که در آن $\beta'(k)$ برابر رابطه زیر می‌باشد:

$$\beta'(k) = Rsat\left(\frac{y'(k) - C'\hat{x}(k)}{\gamma}\right) \quad (۱۸)$$

رویت‌گر پیشنهادی می‌تواند علاوه بر حالت‌های سیستم، مقدار نامعینی را نیز تخمین بزند. برای بررسی پایداری رویت‌گر خطای تخمین و $Q(k)$ مطابق زیر تعریف می‌شوند:

$$e(k) = x(k) - \hat{x}(k) \quad (۱۹)$$

$$\begin{aligned} Q(k) &= y'(k) - \bar{y}'(k) \\ &= C'x(k) + \eta_d(k) - C'\hat{x}(k) \\ &= C'e(k) + \eta_d(k) \end{aligned} \quad (۲۰)$$

حال دینامیک خطا در خارج از محدوده لایه مرزی ($|Q(k)| > \gamma$) و هم‌چنین در داخل آن محدوده ($|Q(k)| \le \gamma$) تحلیل و بررسی می‌شود.

٤-١-١- دینامیک خطا خارج از لایه مرزی ($|Q(k)| > \gamma$)

با استفاده از رابطه (۱۹) دینامیک خطا تشکیل می‌شود:

$$e(k+1) = x(k+1) - \hat{x}(k+1) \quad (۲۱)$$

با جایگذاری (۱۶) و (۱۷) در معادله (۲۱) می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} e(k+1) &= A'x(k) + E'h(k) + B'u(k) - \\ &\quad [A'\hat{x}(k) + B'u(k) + L(y'(k) - C'\hat{x}(k)) + \beta'(k)] \\ &= A'x(k) + E'h(k) + B'u(k) - \\ &\quad [A'\hat{x}(k) + B'u(k) + L(C'x(k) + \eta_d(k) - C'\hat{x}(k)) + \beta'(k)] \\ &= A'(x(k) - \hat{x}(k)) + E'h(k) - L(C'(x(k) - \hat{x}(k)) + \eta_d(k)) - \beta'(k) \\ &= (A' - LC')e(k) + E'h(k) - L\eta_d(k) - \beta'(k) \end{aligned} \quad (۲۲)$$

لم ۱: در محدوده ($|Q(k)| > \gamma$) با فرض این‌که بردار $P(k)$ای در بازه $0 < P(k) < \frac{2R}{\gamma}$ وجود داشته باشد، رابطه (۲۳) برقرار می‌شود:

$$E'h(k) - L\eta_d(k) - \beta'(k) = -P(k)Q(k) \quad (۲۳)$$

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

اثبات: در محدوده $|Q(k)|>\gamma$ مقدار $\beta'(k)$ برابر رابطه زیر می‌باشد:

$$\beta'(k)=\begin{cases}+R & ;ifQ>\gamma\\ -R & ;ifQ<-\gamma\end{cases} \quad (۲۴)$$

با انتخاب $R>|E'h_m|+|L\eta_m|$ که h_m بیشینه اندازه $h(k)$ می‌باشد، $|E'h(k)-L\eta_d(k)-\beta'(k)|$ در بازه $(0,2R)$ قرار دارد. بنابراین به‌ازای $|Q(k)|>\gamma$ و $0<P(k)<\frac{2R}{\gamma}$، مقدار $|-P(k)Q(k)|$ نیز در محدوده $(0,2R)$ قرار دارد.

با جایگذاری رابطه (۲۳) در رابطه (۲۲) می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned}e(k+1)&=(A'-LC')e(k)-P(k)Q(k)\\&=(A'-LC')e(k)-P(k)(C'x(k)+\eta_d(k)-C'\hat{x}(k))\\&=(A'-LC')e(k)-P(k)(C'e(k)+\eta_d(k))\\&=(A'-LC'-P(k)C')e(k)-P(k)\eta_d(k)\end{aligned} \quad (۲۵)$$

که در آن:

$$A'_{c1}=A'-LC'-P(k)C' \quad (۲۶)$$

مقادیر بهره رویت‌گر باید به‌گونه‌ای انتخاب شوند که مقادیر ویژه ماتریس A'_{c1} داخل دایره واحد قرار بگیرند. در این صورت در محدوده $(|Q(k)|>\gamma)$ خطای تخمین صفر خواهد شد.

۴-۱-۲- دینامیک خطا داخل لایه مرزی $(|Q(k)|\le\gamma)$

در محدوده $(|Q(k)|\le\gamma)$، $\beta'(k)$ برابر با مقدار زیر است:

$$\begin{aligned}\beta'(k)&=Rsat(\frac{y'(k)-C'\hat{x}(k)}{\gamma})\\&=Rsat(\frac{C'x(k)+\eta_d(k)-C'\hat{x}(k)}{\gamma})\\&=R(\frac{C'e(k)+\eta_d(k)}{\gamma})\end{aligned} \quad (۲۷)$$

با استفاده از رابطه (۲۷)، رابطه (۲۱) بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned}e(k+1)&=A'x(k)+E'h(k)+B'u(k)-\\&\quad[A'\hat{x}(k)+B'u(k)+L(y'(k)-C'\hat{x}(k))+\beta'(k)]\\&=A'x(k)+E'h(k)+B'u(k)-\\&\quad[A'\hat{x}(k)+B'u(k)+L(C'x(k)+\eta_d(k)-C'\hat{x}(k))+\beta'(k)]\\&=A'(x(k)-\hat{x}(k))+E'h(k)-L(C(x(k)-\hat{x}(k))+\eta_d(k))\\&\quad-R(\frac{C'e(k)+\eta_d(k)}{\gamma})\\&=(A'-LC'-\frac{RC'}{\gamma})e(k)+E'h(k)-L\eta_d(k)-\frac{R\eta_d(k)}{\gamma}\end{aligned} \quad (۲۸)$$

که در آن:

$$E'h(k)-L\eta_d(k)-\frac{R\eta_d(k)}{\gamma}=F'(k) \quad (۲۹)$$

$$A'_{c2}=A'-LC'-\frac{RC'}{\gamma} \quad (۳۰)$$

اگر مقادیر ویژه ماتریس A'_{c1} داخل دایره واحد قرار بگیرند، در این صورت مقادیر ویژه ماتریس A'_{c2} نیز داخل دایره واحد خواهند بود. با محدود بودن $h(k)$ و $\eta_d(k)$، مقدار $F'(k)$ نیز محدود خواهد بود. بنابراین داخل لایه مرزی خطای تخمین نیز محدود خواهد بود.

٤-۲- طراحی رویت‌گر برای تخمین اغتشاش خارجی وارد بر کانال چرخ موشک

همان‌گونه که در بخش قبل نیز بیان شد، فرم زمان پیوسته کانال چرخ موشک به‌صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{cases}\dot{\gamma}(t)=\omega_x(t)\\ \dot{\omega}_x(t)=-C_1\omega_x(t)-C_2\omega_x(t)\delta_x-C_2D_x(t)\\ y(t)=\gamma(t)\\ \delta_x(t)=C_2K_2(K_1(1-\gamma(t))-\omega_x(t))\end{cases} \quad (۳۱)$$

که $\delta_x(t)$ زاویه بالک محاسبه شده توسط اتوپایلوت و $D_x(t)$ اغتشاش خارجی وارد بر کانال چرخ موشک می‌باشد. در نقطه کار اول ($t_1=4.4s$، $C_1=1.264$ و $C_2=1787.048$ می‌باشد. با فرض $x_1(t)=\gamma(t)$ و $x_2(t)=\omega_x(t)$، رابطه (۳۱) را می‌توان به‌فرم زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{cases}\dot{x}_1(t)=x_2(t)\\ \dot{x}_2(t)=-1.264x_2(t)-1787.048u(t)-1787.048D_x(t)\\ y(t)=x_1(t)\\ u(t)=C_2K_2(K_1(1-x_1(t))-x_2(t))\end{cases} \quad (۳۲)$$

به‌دلیل این‌که $D_x(t)$ جزو متغیرهای حالت سیستم نمی‌باشد، فلذا برای تخمین آن لازم است تا رویت‌گر به‌صورت توسعه یافته طراحی گردد. بنابراین می‌بایست $D_x(t)$ به‌عنوان متغیر حالت جدید به سیستم اضافه گردد:

$$\begin{cases}\dot{x}_1(t)=x_2(t)\\ \dot{x}_2(t)=-1.264x_2(t)-1787.048x_3(t)-1787.048u(t)\\ \dot{x}_3(t)=h(t)\\ y(t)=x_1(t)\end{cases} \quad (۳۳)$$

برای طراحی رویت‌گر به‌صورت زمان گسسته، فرم سیستم نیز باید به‌صورت زمان گسسته نوشته شود. فرم زمان گسسته سیستم (۳۳) به‌صورت زیر می‌باشد:

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

$$\begin{cases} \dfrac{x_1(k+1)-x_1(k)}{T} = x_2(k) \\ \dfrac{x_2(k+1)-x_2(k)}{T} = -1.264x_2(k) - 1787.048x_3(k) - 1787.048u(k) \\ \dfrac{x_3(k+1)-x_3(k)}{T} = h(k) \\ y(k) = x_1(k) \\ u(k) = C_2K_2(K_1(1-x_1(k)) - x_2(k)) \end{cases} \quad (۳۴)$$

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} x_1(k+1) \\ x_2(k+1) \\ x_3(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1-1.264T & -1787.048T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ x_3(k) \end{bmatrix} \\ \qquad + \begin{bmatrix} 0 \\ -1787.048T \\ 0 \end{bmatrix} u(k) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} h(k) \\ y(k) = x_1(k) \end{cases} \quad (۳۵)$$

بنابراین، رویت‌گر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته برای سیستم (۳۵) به‌صورت زیر طراحی می‌گردد:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \hat{x}_1(k+1) \\ \hat{x}_2(k+1) \\ \hat{x}_3(k+1) \end{bmatrix} = \\ \begin{bmatrix} \hat{x}_1(k) + T\hat{x}_2(k) + L_1(y(k)-\hat{x}_1(k)) + R_1Sat(\dfrac{y(k)-\hat{x}_1(k)}{\gamma}) \\ (1-1.264T)\hat{x}_2(k) - 1787.048T\hat{x}_3 - 1787.048Tu(k) + L_2(y(k)-\hat{x}_1(k)) + R_2Sat(\dfrac{y(k)-\hat{x}_1(k)}{\gamma}) \\ \hat{x}_3(k) + L_3(y(k)-\hat{x}_1(k)) + R_3Sat(\dfrac{y(k)-\hat{x}_1(k)}{\gamma}) \end{bmatrix} \\ \hat{y}(k) = \hat{x}_1(k) \end{cases} \quad (۳۶)$$

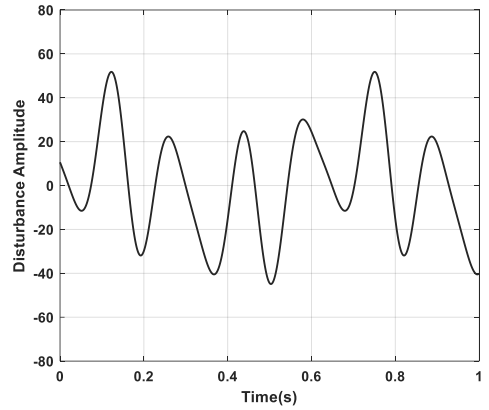
$$\begin{cases} \hat{x}(k+1) = A\hat{x}(k) + Bu(k) + L(y(k)-\hat{x}_1(k)) \\ \qquad + RSat(\dfrac{y(k)-\hat{x}_1(k)}{\gamma}) \\ \hat{y}(k) = C\hat{x}(k) \\ A = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1-1.264T & -1787.048T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ -1787.048T \\ 0 \end{bmatrix}, \\ L = \begin{bmatrix} L_1 \\ L_2 \\ L_3 \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (۳۷)$$

که $\hat{x}_1(k)$ برابر با تخمین زاویه چرخ، $\hat{x}_2(k)$ برابر با تخمین نرخ زاویه چرخ و $\hat{x}_3(k)$ برابر با تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم می‌باشد.

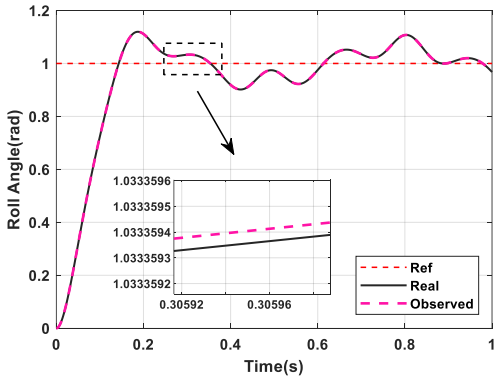
جدول (۸): مقادیر بهره‌های رویت‌گر طراحی شده

L_1	۱,۲
L_2	۱۰۰
L_3	−۱۵۰۰۰۰
L_4	−۱۰۰۰۰
R_1	۰,۳
R_2	۲۰۰
R_3	۳۰۰
R_4	۳۰۰
T	۰,۰۰۱
γ	۰,۶۵

برای بررسی خروجی سیستم در حضور اغتشاش، سیگنالی متغیر با زمان با دامنه ±۵۰ و فرکانس ۵ هرتز که در شکل (۸) نمایش داده شده است، به سیستم اعمال می‌گردد. برای حذف اثر اغتشاش، لازم است تا ورودی اغتشاش توسط رویت‌گر طراحی شده تخمین زده شده و نتیجه تخمین در حلقه کنترل اعمال شود. در شکل‌های (۹-۱۱) به‌ترتیب تخمین زاویه چرخ، تخمین نرخ زاویه چرخ و تخمین اغتشاش رسم گردیده است. با توجه به شکل‌ها و مقایسه سیگنال حقیقی و سیگنال تخمین زده شده، مشاهده می‌شود که رویت‌گر طراحی شده با دقت و سرعت بسیار بالایی متغیرهای مورد نظر را تخمین زده است.

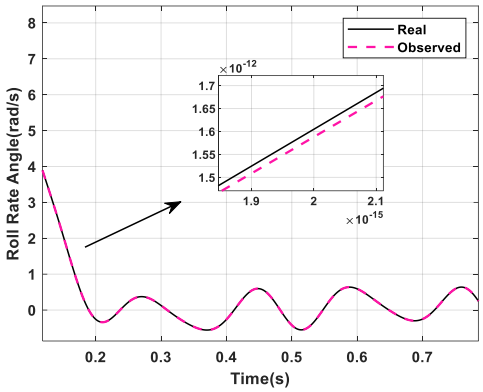


شکل (۸): اغتشاش خارجی وارد شده بر کانال چرخ موشک

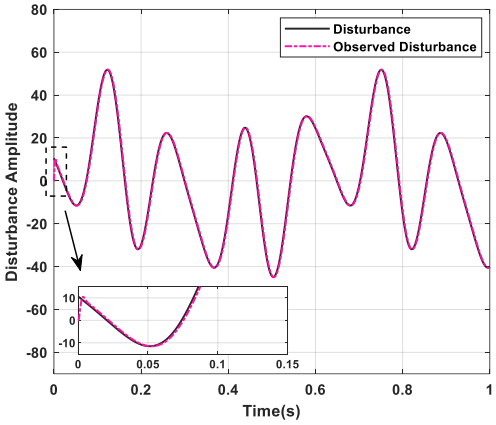


شکل (۹): تخمین زاویه چرخ

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

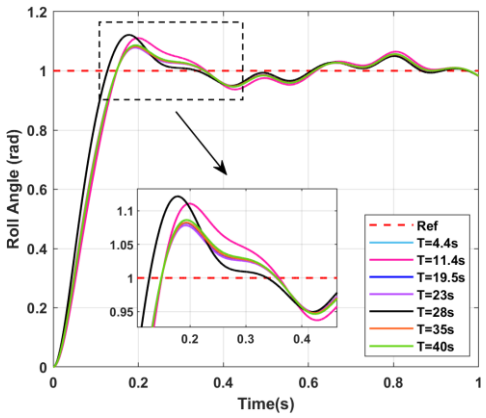


شکل (۱۰): تخمین نرخ زاویه چرخ

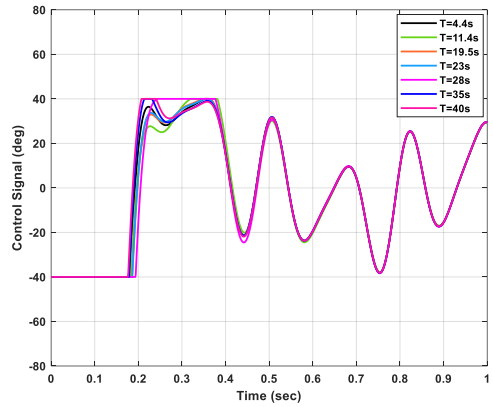


شکل (۱۱): تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم

حال خروجی سیستم در حضور اغتشاش در تمامی نقاط کاری بررسی می‌گردد. همان‌گونه که در شکل (۱۲) مشاهده می‌گردد، در صورتی که به کانال چرخ موشک اغتشاش وارد شود، خروجی سیستم تحت تاثیر اغتشاش قرار گرفته و به‌خوبی قادر به ردیابی ورودی مرجع نخواهد بود. بنابراین با اعمال نتیجه تخمین اغتشاش به حلقه کنترل، می‌توان اثر اغتشاش بر خروجی سیستم را تا حد زیادی از بین برد که این امر به‌دلیل عملکرد مناسب رویت‌گر در تخمین سیگنال اغتشاش می‌باشد. همان‌طور که در شکل (۱۳) مشاهده می‌گردد، با در نظر گرفتن نتیجه تخمین در شبیه‌سازی، خروجی سیستم با دقت مناسبی ورودی را ردیابی کرده است.

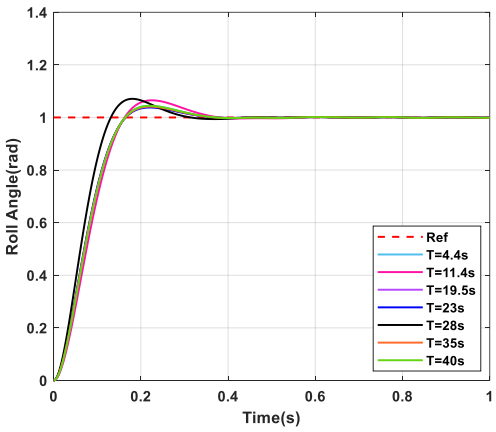


(الف)

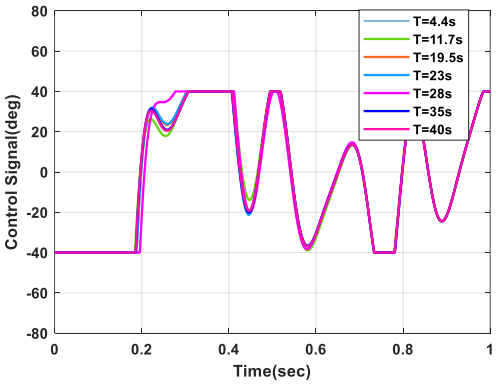


(ب)

شکل (۱۲): خروجی سیستم تحت اثر اغتشاش (بدون حضور رویت‌گر) و (ب) سیگنال‌های کنترلی



(الف)



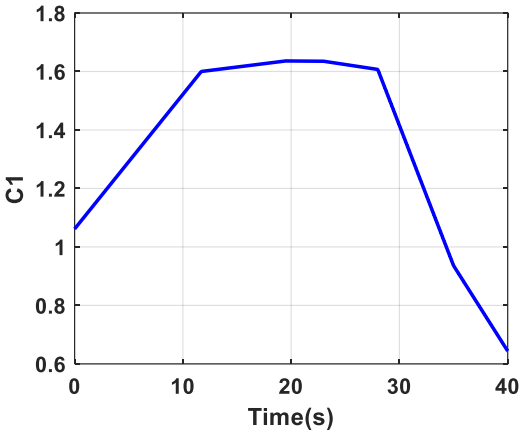
(ب)

شکل (۱۳): (الف) خروجی سیستم تحت اثر اغتشاش (با حضور رویت‌گر) و (ب) سیگنال‌های کنترلی

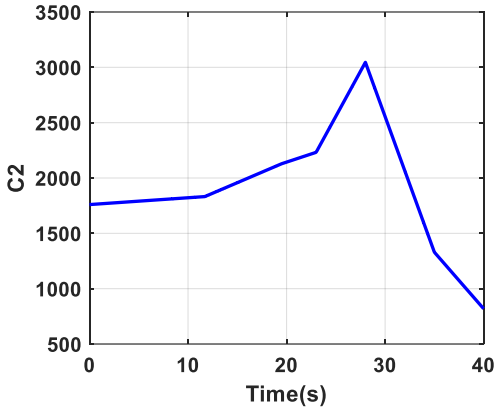
همان‌گونه که در بخش‌های قبل مشاهده گردید، بهره‌های کنترل‌کننده با توجه به تابع تبدیل تبدیل سیستم در هر نقطه کار محاسبه گردید. حال برای محاسبه بهره‌ها در زمان‌های بین نقاط کار و در طول زمان پرواز (۴۰

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

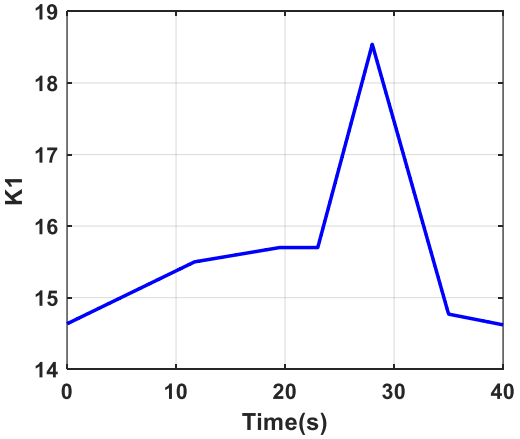
ثانیه)، لازم است که درون‌یابی بهره صورت گیرد. هم‌چنین با توجه به رابطه (۳۱) که مدل کانال چرخ موشک می‌باشد، ضرایب آیرودینامیکی C_1 و C_2 در طول پرواز و به‌دلیل تغییر شرایط پروازی دارای تغییراتی می‌باشند. فلذا برای ضرایب C_1 و C_2 نیز عمل درون‌یابی انجام شده است. در شکل‌های (۱۶-۱۳) تغییرات ضرایب آیرودینامیکی C_1 و C_2 و بهره‌های کنترلی K_1 و K_2 در طول پرواز رسم گردیده است.



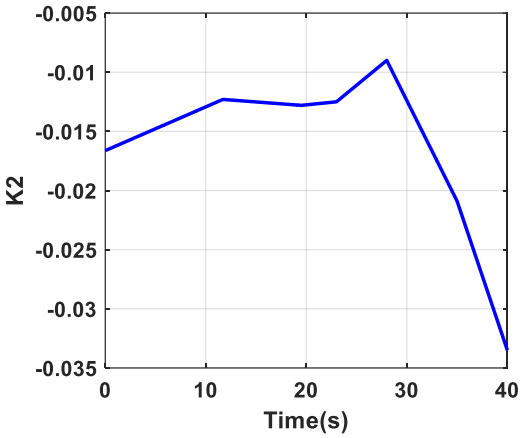
شکل (۱۴): تغییرات ضریب C_1 در طول مدت پرواز



شکل (۱۵): تغییرات ضریب C_2 در طول مدت پرواز

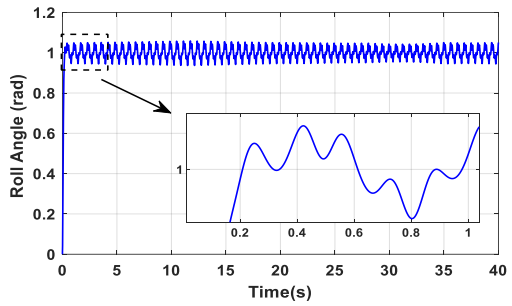


شکل (۱۶): تغییرات بهره K_1 در طول مدت پرواز

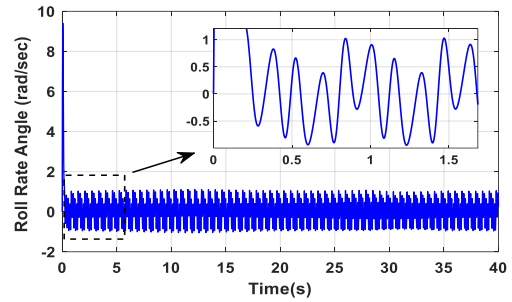


شکل (۱۷): تغییرات بهره K_2 در طول مدت پرواز

با محاسبه بهره‌های کنترلی و ضرایب آیرودینامیکی، می‌توان تغییرات زاویه چرخ موشک و نرخ آن را برای مدت زمان ۴۰ ثانیه بررسی کرد. در شکل‌های (۱۸) و (۱۹)، متغیرهای ذکر شده در حضور اغتشاش خارجی رسم گردیده است. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد، اغتشاش وارد شده بر سیستم خروجی را تحت تاثیر قرار داده و مقدار ورودی به‌درستی دنبال نشده است. در صورتی‌که نتیجه تخمین اغتشاش در سیگنال کنترلی در نظر گرفته شود، می‌توان اثر اغتشاش بر متغیرهای حالت سیستم را تا حد بسیار زیادی کاهش داد و عملکرد سیستم را بهبود بخشید.



شکل (۱۸): زاویه چرخ موشک تحت اثر اغتشاش

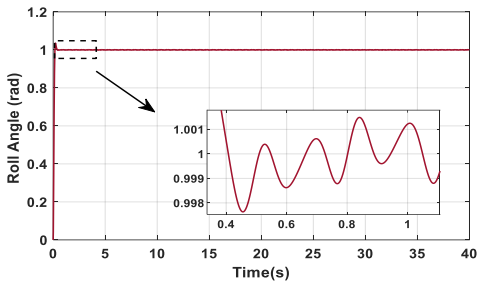


شکل (۱۹): نرخ زاویه چرخ موشک تحت اثر اغتشاش

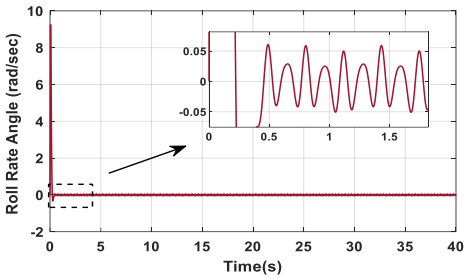
در شکل‌های (۲۰) و (۲۱)، زاویه چرخ موشک و نرخ آن در حضور اغتشاش خارجی و با در نظر گرفتن تخمین اغتشاش در سیگنال کنترلی رسم گردیده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که با استفاده از نتایج تخمین اغتشاش توسط رویت‌گر، می‌توان دامنه نوسانات خروجی را تا حد بسیار زیادی کاهش داد که این امر موجب بهبود عملکرد سیستم و ردیابی

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

بهتر فرمان ورودی به حلقه اتوپایلوت می‌باشد. نتایج حاصل شده به‌دلیل عملکرد مناسب رویت‌گر در تخمین اغتشاش وارد شده بر سیستم می‌باشد.



شکل (۲۰): زاویه چرخ موشک تحت اثر اغتشاش (در حضور رویت‌گر)



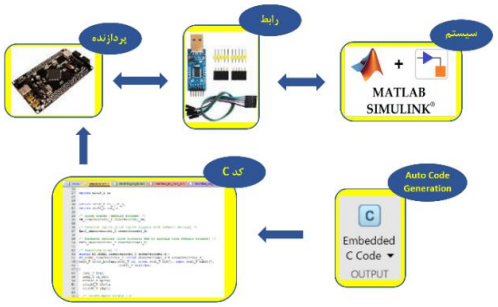
شکل (۲۱): نرخ زاویه چرخ موشک تحت اثر اغتشاش (در حضور رویت‌گر)

۵- آزمون پردازنده در حلقه

از آن‌جایی که قابلیت پیاده‌سازی اتوپایلوت مبتنی بر رویت‌گر طراحی شده برروی پردازنده از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، می‌توان عملکرد آن را در یک بستر پردازنده در حلقه بررسی کرد و در این صورت می‌توان از قابل پیادسازی بودن روش مورد نظر اطمینان حاصل نمود. لذا در این مقاله پس از شبیه‌سازی کامپیوتری، کارایی رویت‌گر و اتوپایلوت پیشنهادی در آزمون پردازنده در حلقه ارزیابی می‌شود. در این آزمون، صحت عملکرد الگوریتم کنترل، رویت‌گر و... در شرایط فیزیکی مورد تأیید نهایی قرار می‌گیرد. برای اجرای آزمون پردازنده در حلقه، مدل سامانه به‌صورت زمان- واقعی در رایانه شبیه‌سازی شده و الگوریتم مورد نظر در قالب کد بر روی یک سخت‌افزار مجهز به یک پردازنده، پیاده‌سازی می‌شود و به جز خط ارتباطی جهت تبادل داده بین رایانه و سخت‌افزار، از هیچ وسیله ورودی- خروجی استفاده نمی‌شود.

از این آزمون جهت اعتبارسنجی پیاده‌سازی الگوریتم کنترل بر روی سامانه تعبیه‌شده استفاده می‌شود و بسیاری از خطاها و نواقص کدنویسی بخصوص از نظر زمانی، در این مرحله آشکار می‌شوند. این آزمون همچنین از جهت بررسی قدرت پردازش و محاسبات پردازنده نیز مفید می‌باشد.

در این مقاله برای اجرای آزمون، از رویت‌گر مورد نظر برای تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم استفاده شده و به‌دنبال آن سیگنال کنترلی با استفاده از نتایج حاصل از تخمین اغتشاش در پردازنده محاسبه می‌گردد. قبل از اجرای آزمون پردازنده در حلقه، لازم است صحت عملکرد اتوپایلوت تایید شود که این کار در بخش‌های قبل با شبیه‌سازی مدل سیستم و اتوپایلوت و بررسی میزان تطابق نتایج شبیه‌سازی با مطالبات اولیه انجام گردید. سپس برای انجام آزمون، می‌بایست ارتباط سریال بین پردازنده (که کد C مورد نظر بر روی آن پیاده‌سازی شده) و رایانه شبیه‌ساز برقرار شود. طی این ارتباط، ورودی‌های مورد نیاز برای پردازنده ارسال شده و با انجام محاسبات توسط پردازنده، خروجی در سیمولینک متلب مشاهده می‌گردد. در این آزمون برای برقراری ارتباط سریال، از مبدل USB به TTL استفاده شده است.در شکل (۲۲) نمودار بلوکی آزمون پردازنده در حلقه نشان داده شده است.



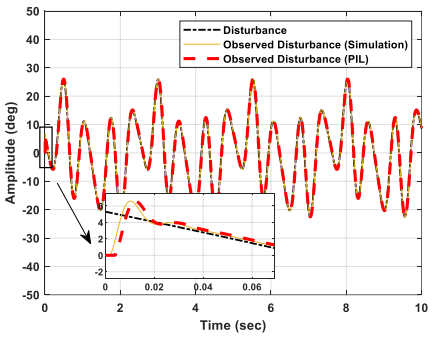
شکل (۲۲): نمودار بلوکی آزمون پردازنده در حلقه

لازم به ذکر است که در آزمون پردازنده در حلقه، به‌منظور همزمان سازی سیگنال‌های انتقالی بین شبیه‌سازی و پردازنده، شبیه‌سازی باید سیگنال‌های مورد نیاز پردازنده را در زمان فیزیکی (نه سریع‌تر و نه کندتر از زمان واقعی)، به پردازنده اعمال نماید. این امر مستلزم آن است که شبیه‌سازی به‌صورت زمان-واقعی[1] اجرا شود.

میکروکنترلر انتخاب شده برای انجام این آزمون Stm32F407ZGT6 ساخت شرکت ST بوده که دارای هسته Cortex-M4 می‌باشد. این میکروکنترلر دارای فرکانس کاری ۱۶۸ مگاهرتز بوده و با حافظه فلش ۱ مگابایتی یکی از گزینه‌های قابل استفاده برای پیاده‌سازی می‌باشد.

باتوجه به تعداد بیت‌های ارسالی و دریافتی در این آزمون و هم‌چنین زمان نمونه‌برداری در نظر گرفته شده، نرخ داده[2] برابر ۱۱۵۲۰۰ بیت بر ثانیه انتخاب گردیده است.

در شکل (۲۳)، نتایج تخمین اغتشاش خارجی وارد بر سیستم در شبیه-سازی کامپیوتری و آزمون پردازنده در حلقه مقایسه گردیده است. مشاهده می‌شود نتایج تخمین زده شده توسط پردازنده با دقت مناسبی بر نتایج تخمین حاصل از شبیه‌سازی منطبق می‌باشد.



شکل (۲۳): مقایسه نتایج تخمین اغتشاش در آزمون پردازنده در حلقه و شبیه‌سازی

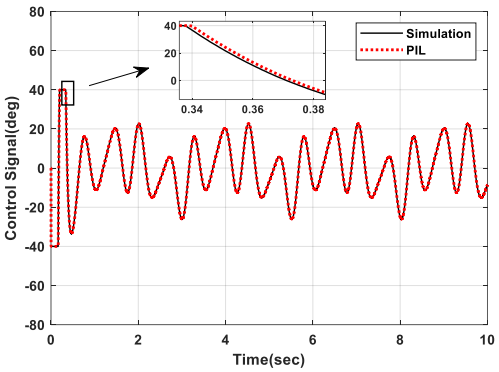
[1] Real-Time

[2] Baud Rate

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

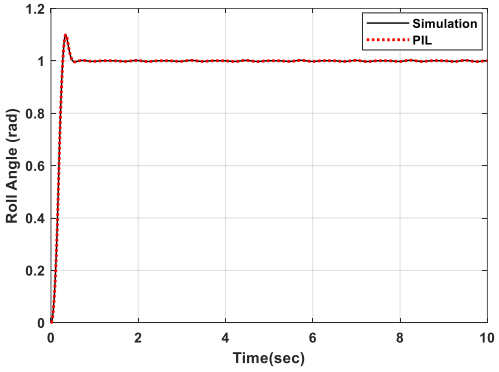
لازم به‌ذکر است که تاخیر مشاهده شده در تخمین اغتشاش در آزمون پردازنده در حلقه به دلیل وجود تاخیر ناشی از ارتباط سریال میان پردازنده و رایانه شبیه‌ساز بوده که امری طبیعی می‌باشد.

سپس از نتایج تخمین اغتشاش برای محاسبه سیگنال کنترلی در آزمون پردازنده در حلقه استفاده می‌گردد. همان‌گونه که در شکل (۲۴) مشاهده می‌شود، سیگنال کنترلی محاسبه شده در آزمون مطابق با نتایج حاصل از شبیه‌سازی می‌باشد که این امر گواه بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی بر روی پردازنده می‌باشد.



شکل (۲۴): مقایسه سیگنال کنترلی محاسبه شده در آزمون پردازنده در حلقه و شبیه‌سازی

با اعمال سیگنال کنترلی محاسبه شده توسط پردازنده به دینامیک موشک، خروجی کانال چرخ به‌صورت شکل (۲۵) می‌باشد. با توجه به این شکل می‌توان نتیجه گرفت که الگوریتم رویت‌گر و کنترل پیاده‌سازی شده بر روی پردازنده در شرایط اعمال اغتشاش به‌خوبی کانال چرخ را کنترل کرده است.



شکل (۲۵): مقایسه خروجی کانال چرخ در آزمون پردازنده در حلقه و شبیه‌سازی

٦- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی اتوپایلوت برای کانال چرخ موشک در حضور اغتشاش خارجی وارد بر سیستم انجام گردید. معماری در نظر گرفته شده برای اتوپایلوت، معماری دو حلقه‌ای بوده که با توجه به این‌که اغتشاش ورودی به سیستم از نوع متغیر با زمان می‌باشد، برای کنترل هر دو حلقه داخلی و خارجی از کنترل‌کننده تناسبی استفاده گردید. با توجه به توابع تبدیل سیستم در نقاط کار مختلف، بهره‌های کنترلی برای هر نقطه محاسبه شده و درون‌یابی بهره برای به‌دست آوردن بهره‌ها در کل مدت زمان پرواز انجام شد. سپس برای بررسی عملکرد اتوپایلوت، اغتشاشی با دامنه و فرکانس بالا به کانال چرخ وارد شد و مشاهده گردید که اغتشاش وارده عملکرد اتوپایلوت را تحت تاثیر قرار داده و خروجی قادر به ردیابی ورودی به‌طور دقیق نمی‌باشد. بنابراین برای کاهش اثر اغتشاشات بر خروجی سیستم، رویت‌گر مد لغزشی توسعه یافته زمان گسسته طراحی شد. از آن‌جایی که اغتشاش جزو متغیرهای حالت سیستم نمی‌باشد، بنابراین می‌بایست ابتدا به‌عنوان متغیر حالت جدید به متغیرهای حالت سیستم اضافه شده و با طراحی رویت‌گر توسعه یافته تخمین زده شود. هم‌چنین رویت‌گرهای زمان‌گسسته به‌دلیل آن‌که زمان نمونه‌برداری از ابتدای مرحله طراحی در نظر گرفته می‌شود، در مسئله پیاده‌سازی نسبت رویت‌گرهای زمان‌پیوسته از سهولت بیشتری برخوردار هستند. در نتایج شبیه‌سازی نیز مشاهده گردید که با در نظر گرفتن خروجی رویت‌گر در محاسبه سیگنال کنترلی، دامنه نوسانات ناشی از اغتشاش در خروجی سیستم به‌طور قابل توجهی کاهش یافت که این امر به‌دلیل دقت و سرعت بالای رویت‌گر طراحی شده در تخمین اغتشاش وارد بر سیستم می‌باشد. هم‌چنین در این مقاله آزمون پردازنده در حلقه برای بررسی عملکرد رویت‌گر و اتوپایلوت طراحی شده اجرا گردید و با بارگذاری کد بر روی پردازنده و برقراری ارتباط میان پردازنده و متلب، مشاهده شد خروجی پردازنده با نتایج حاصل از شبیه‌سازی مطابقت دارد. در نتیجه، کارایی الگوریتم رویت‌گر مدلغزشی توسعه یافته زمان‌گسسته پیشنهادی در پردازنده تایید گردید.

مراجع

[1] Sun, Huadong, Jianqiao Yu, and Siyu Zhang. "The control of asymmetric rolling missiles based on improved trajectory linearization control method." Journal of Aerospace Technology and Management 8 (2016): 319-327.

[2] Kang, Seonhyeok, et al. "Roll-pitch-yaw integrated robust autopilot design for a high angle-of-attack missile." Journal of guidance, control, and dynamics 32.5 (2009): 1622-1628.

[3] Shah, M. Zamurad, Raza Samar, and A. I. Bhatti. "Adaptive sliding mode roll control of a canard-controlled missile." 2010 Chinese Control and Decision Conference. IEEE, 2010.

[4] Liu, Lin, et al. "Research on the rolling channel control of micro tailless air-to-ground missile." Journal of Physics: Conference Series. Vol. 2232. No. 1. IOP Publishing, 2022.

[5] Ding, Xiaomiao, et al. "A Novel Disturbance Rejection Control of Roll Channel for Small Air-to-Surface Missiles." Applied Sciences 13.1 (2023): 389.

[6] Shao, Xingling, et al. "High-order ESO based output feedback dynamic surface control for quadrotors under position constraints and

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]

uncertainties." Aerospace Science and Technology, pp: 288-298, 2019.

[۷] قلی‌نژاد. امراله، مومنی. حمیدرضا، جوهری‌مجد. وحید، "بهبود قانون هدایت یک موشک زمین به هوا با ترکیب مشتقات زاویه خط دید"، پانزدهمین کنفرانس مهندسی برق ایران، تهران، ۱۳۸۶.

[8] Zhao, Zhi-Liang, and Bao-Zhu Guo. "A novel extended state observer for output tracking of MIMO systems with mismatched uncertainty." IEEE Transactions on Automatic Control, pp: 211-218, 2017.

[9] Hui, Zhao, et al. "Design of stochastic sliding mode variable structure guidance law based on adaptive EKF." Procedia Engineering 23, pp: 276-283, 2011.

[10] Zhu, Zheng, et al. "An observer-based missile guidance law." 2011 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). IEEE, 2011.

[11] Talole, S. E., et al. "Robust roll autopilot design for tactical missiles." Journal of guidance, control, and dynamics 34.1 (2011): 107-117.

[12] Yang, Jun, Wen-Hua Chen, and Shihua Li. "Autopilot design of bank-to-turn missiles using state-space disturbance observers." (2010): 1218-1223.

[13] Xieyu, Xu, et al. "Design of Missile Roll Autopilot based on Linear Extended State Observer." 2022 34th Chinese Control and Decision Conference (CCDC). IEEE, 2022.

[14] Li, Shihua, and Jun Yang. "Robust autopilot design for bank-to-turn missiles using disturbance observers." IEEE transactions on Aerospace and Electronic systems 49.1 (2013): 558-579.

[15] Sirisha, ChV, Ranajit Das, and S. E. Talole. "Performance investigation of extended-state-observer-based roll autopilot design." Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 229.12 (2015): 2205-2220.

[16] Basha, S. Mahaboob, and Akhilesh Swarup. "Disturbance observer based fuzzy PID and robust PID autopilot design for bank-to-turn missile." 2017 8th International Conference on Computing, Communication and Networking Technologies (ICCCNT). IEEE, 2017.

[17] Lee, Seokwon, and Youdan Kim. "Design of nonlinear observer for strap-down missile guidance law via sliding mode differentiator and extended state observer." 2016 International Conference on Advanced Mechatronic Systems (ICAMechS), IEEE, 2016.

[۱۸] بهنام گل. وحید، ولی. احمدرضا، محمدی. علی، "تخمین مانور هدف با استفاده از رویتگر مد لغزشی توسعه‌یافته به‌منظور پیاده‌سازی ناوبری تناسبی افزوده"، فصل‌نامه علمی-پژوهشی مکانیک هوافضا، جلد ۱۳، شماره ۴، صفحه ۱۰-۱، زمستان ۱۳۹۶.

[19] Lee, Haijun, Xianlin Huang, and Hang Yin. "Enhanced sliding mode control for missile autopilot based on nonlinear disturbance observer." 2009 International Joint Conference on Computational Sciences and Optimization. Vol. 2. IEEE, 2009.

[20] Sun, Jingliang, and Chunsheng Liu. "Disturbance observer-based robust missile autopilot design with full-state constraints via adaptive dynamic programming." Journal of the Franklin Institute 355.5 (2018): 2344-2368.

[21] Wang, Zhenhua, Cheng-Chew Lim, and Yi Shen. "Interval observer design for uncertain discrete-time linear systems." Systems & Control Letters, Vol. 116, pp: 41-46, 2018.

[22] Kim, Kyung-Soo, and Keun-Ho Rew. "Reduced order disturbance observer for discrete-time linear systems." Automatica, Vol. 49, No. 4, pp: 968-975, 2013.

[23] Arcak, Murat, and Dragan Nešić. "A framework for nonlinear sampled-data observer design via approximate discrete-time models and emulation." Automatica, Vol. 40, No. 11, pp. 1931-1938, 2004.

[24] Wetzlinger, Maximilian, Markus Reichhartinger, and Martin Horn. "Higher order sliding mode inspired nonlinear discrete-time observer." Systems & Control Letters, Vol. 155, 2021.

[25] Harikumar, Kandath, et al. "Discrete-time sliding mode observer for the state estimation of a manoeuvring target." Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, Vol. 233, No.7, pp: 847-854, 2019.

[26] Huang, Yuan, et al. "Performance assessment of discrete-time extended state observers: Theoretical and experimental results." IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers, pp: 2256-2268, 2017.

[27] Yang, Jun, Chao Wu, and Shihua Li. "Distributed composite autopilot design for bank-to-turn missiles with optimized tracking based on disturbance observers." Transactions of the Institute of Measurement and Control 39.8 (2017): 1123-1138.

[28] Feng, Tan, and Duan Guangren. "Global stabilizing controller design for linear time-varying systems and its application on BTT missiles." Journal of systems Engineering and Electronics 19.6 (2008): 1178-1184.

[29] Li, Shihua, and Jun Yang. "Robust autopilot design for bank-to-turn missiles using disturbance observers." IEEE transactions on Aerospace and Electronic systems 49.1 (2013): 558-579.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-10-15]